

## Original Article

<https://doi.org/10.12985/ksaa.2018.26.2.076>  
ISSN 1225-9705(print) ISSN 2466-1791(online)

## 초음속항공기 보조연료탱크 연료량측정시스템 개발용 모사시험장치 개발

김봉균\*, 박대진\*, 전현우\*, 이상철\*\*

Development of Test Simulator for Developing Fuel Quantity  
Measurement System for Supersonic Jet Trainer Conformal Fuel Tank

Bong-Gyun Kim\*, Dae-Jin Park\*, Hyeon-Wu Jeon\*, Sangchul Lee\*\*

## ABSTRACT

A test simulator is needed to develop a fuel quantity measurement system that takes into account the roll and pitch motion of the aircraft. In this paper, we develop a test simulator that consists of attitude simulation equipment, fueling equipment, and data storage equipment. The attitude simulation equipment simulates the aircraft attitude. It is manufactured to operate pitch angle and roll angle movement. The fueling equipment supplies fuel to the supplementary fuel tank. The data storage equipment collects and stores the measured data. We also develop an automation software that operates the test simulator and collects data automatically. The test simulator has been automated to prevent testers from being exposed to toxic fuel. Through automation software, the collection period is reduced by one quarter compared to manual collection. The developed fuel quantity measurement system is verified through the test simulator.

**Key Words** : Test simulator(모사시험장치), Attitude Simulation Equipment(자세모사장치), Fueling Equipment(급/배유장치), Data Acquisition Equipment(데이터 수집 장치), Automation Software(자동화소프트웨어)

## 1. 서 론

초음속항공기에 공중급유 능력을 추가하기 위해 보조연료탱크가 장착되면서 보조연료탱크의 연료량측정시스템 개발이 필요하게 되었다.

연료량측정시스템을 개발하기 위해서는 각종 센서 데이터를 계측하는 기능, 연료탱크에 연료를 공급하고 배유하는 기능, 지상에서 항공기 자세를 모사할 수 있는 기능이 포함된 모사시험장치가 필요하다.

연료량측정시스템 개발용 모사시험장치 관련 연구로 정재홍(2011)은 무인항공기의 연료량 측정시스템 개발을 위한 연료량 측정장치, 연료 이송장치, 연료 급유장치, 자세모의 장치로 구성된 모사시험장치를 개발하여 시험을 진행하였다.[1] 계속된 연구에서 정재홍(2012)은 연료량

Received : 17. Jun. 2018. Revised : 21. Jun. 2018.

Accepted : 30. Jun. 2018.

\* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

\*\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail : slee@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 항공대학로 76

측정장치와 연료 이송장치, 연료급유장치를 시험하였으며 자세모의 장치는 상하 좌우 구동이 가능한 장치로  $\pm 10^\circ$ 의 동작 범위를 가지도록 설계하였다. 구동부는 서보모터를 사용하여 제작하였으며 연료 무게를 측정하기 위해서 자세모의 장치에 로드셀 센서를 장착하였다.[2] 이수철(2007)은 스마트 무인기 연료장치의 지상시험을 위해 연료장치와 지상성능 시험장치로 구성된 시험장치를 개발하였다. 연료장치는 연료탱크에 연료를 공급하고 지상성능 시험장치는 피치  $\pm 35^\circ$ , 롤  $\pm 45^\circ$  회전이 가능하도록 설계되었으며 불나사를 사용하여 각도를 구현하였다. 컴퓨터 프로그램 대신 유선 리모콘을 사용하여 제어하였다.[3]

본 연구에서는 초음속항공기에 장착될 보조연료탱크의 연료량측정시스템 개발용 모사시험장치를 개발하였다. 모사시험장치는 서보모터와 스크류잭을 사용하여 항공기를 롤, 피치 자세를 모사하도록 설계 하였으며, 보조연료탱크에 연료를 급유하고 배유하며, 연료량측정시스템 개발에 필요한 데이터를 수집한다. 또한 자동화 소프트웨어를 제작하여 모사시험장치를 구동하며 데이터를 수집하였다. 자동화 소프트웨어를 통해 기존 수동으로 데이터 수집할 경우 보다 데이터 수집에 소요되는 시간을 1/4로 단축하였으며 시험자가 연료에 노출되지 않도록 급유과정을 자동화하였다. 모사시험장치를 사용하여 개발된 연료량측정시스템의 정확도를 검증하였다.

## II. 본 론

### 2.1 모사시험장치 제작

초음속항공기의 장착되는 보조연료탱크의 연료량측정시스템을 개발하기 위해 모사시험장치를 제작하였다. 모사시험장치의 아키텍처는 Fig. 1과 같다. Figure 2는 제작된 모사시험장치이며 실제 초음속항공기의 보조연료탱크를 사용하였다. 모사시험장치 하드웨어는 자세모사장치, 급/배유장치, 데이터 수집 장치로 구성되며 자동화 소프트웨어를 통해 구동된다.



Fig 2. Test simulator

#### 2.1.1 자세모사장치

자세모사장치는 항공기의 롤, 피치 구동을 시뮬레이션하는 장치이다. 초음속항공기 연료량측정시스템의 구동범위 요구조건인 롤 각도  $-2^\circ \sim 2^\circ$ , 피치각도  $-3^\circ \sim 8^\circ$ 를 만족시키기 위해 롤 각도  $-15^\circ \sim 15^\circ$ , 피치각도  $-15^\circ \sim 15^\circ$  구동이 가능한 자세모사장치를 제작하였다. Figure 3은 자

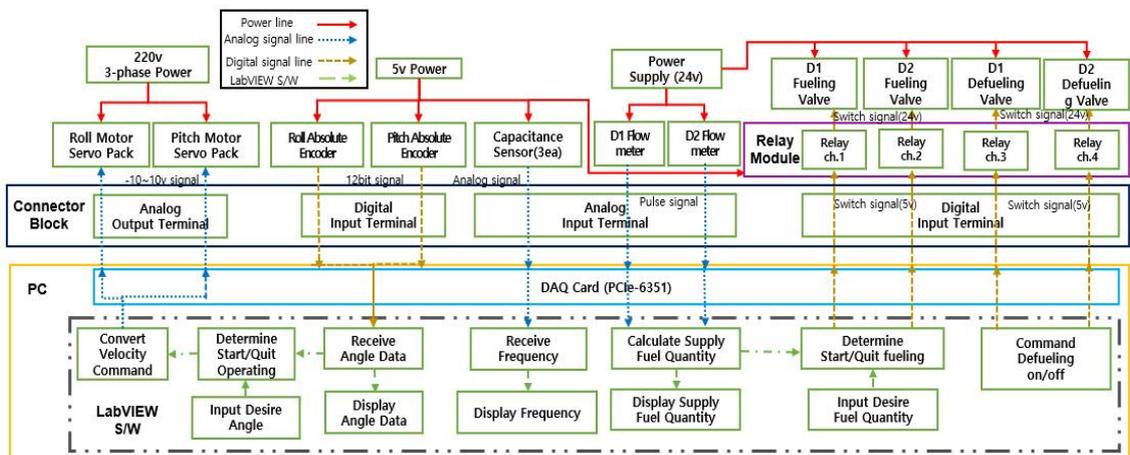


Fig 1. Architecture of test simulator

세모사장치의 설계도이다. 자세모사장치의 상부에 보조연료탱크를 고정하였으며 롤, 피치 2자유도로 구동하도록 힌지방식을 이용하여 설계하였다. 하부에 수평조절 나사를 통해 자세모사장치의 수평을 조절할 수 있도록 설계하였다.[4]

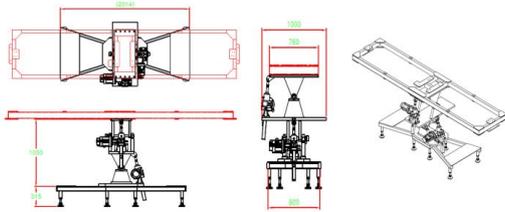


Fig 3. Drawing of Attitude simulation equipment

롤, 피치 구동을 위해 Fig. 4와 같이 엔코더(A), 서보 모터(B) 및 스크류잭(C)으로 구동부를 구성하였다. 엔코더는 롤 및 피치 축에 설치되어 자세모사장치의 롤, 피치 각을 측정한다. 12비트 엔코더를 사용하여 0.09° 분해능을 갖도록하였다.



Fig 4. Driving Part

자세모사장치는 컴퓨터에 입력된 롤, 피치 입력값에 따라 구동된다. 입력값은 컴퓨터에 연결된 Data Acquisition(DAQ)보드를 통해 서보모터 드라이브에 전송된다. 서보모터 드라이브로 서보모터의 속도를 제어하여 스크류잭을 통해 자세모사장치를 회전시킨다. 엔코더에서 측정되는 롤, 피치각이 입력된 값과 같아지면 구동이 종료된다. Table 1은 피치 각도 구동범위를  $-3^{\circ} \sim +8^{\circ}$ 로 선정하고  $1^{\circ}$ 씩 구동하도록 입력하였을 때 자세모사장치의 구동 결과이다. 오차는 자세모사장치에 장착된 엔코더의 분해능으로 발생하는 오차범위  $\pm 0.09^{\circ}$ 를 안에 들어오는 것을 확인하였다.

Table 1. Result of pitch operation

입력된 피치 각도	구동 종료 후 측정된 피치 각도	오차[deg]
$-3^{\circ}$	$-2.931^{\circ}$	$-0.069^{\circ}$
$-2^{\circ}$	$-2.069^{\circ}$	$0.069^{\circ}$
$-1^{\circ}$	$-1.034^{\circ}$	$0.034^{\circ}$
$0^{\circ}$	$-0.086^{\circ}$	$0.086^{\circ}$
$1^{\circ}$	$0.948^{\circ}$	$0.052^{\circ}$
$2^{\circ}$	$1.983^{\circ}$	$0.017^{\circ}$
$3^{\circ}$	$2.931^{\circ}$	$0.069^{\circ}$
$4^{\circ}$	$3.966^{\circ}$	$0.034^{\circ}$
$5^{\circ}$	$4.914^{\circ}$	$0.086^{\circ}$
$6^{\circ}$	$5.948^{\circ}$	$0.052^{\circ}$
$7^{\circ}$	$6.983^{\circ}$	$0.017^{\circ}$
$8^{\circ}$	$7.931^{\circ}$	$0.069^{\circ}$

## 2.1.2 급/배유장치

급/배유장치는 시험자가 원하는 연료량을 보조연료탱크에 자동으로 급유하거나 시험자가 원할 때 보조연료탱크 안의 연료를 배유할 수 있도록 제작하였다. Figure 5는 제작된 급/배유장치 및 지지구조물이다. 보조연료탱크로 연료를 급유할 수 있도록 연료를 저장하는 급유탱크와 보조연료탱크에서 배유된 연료를 저장하는 배유탱크를 제작하였다.



Fig 5. Fueling equipment

Figures 6, 7은 보조연료탱크에 급유된 연료량을 측정하기 위한 유량계와 유량을 제어하기 위해 사용한 솔레노이드 밸브를 나타낸다.



Fig 6. Flowmeter

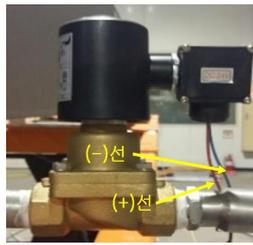


Fig 7. Solenoid valve

급/배유장치는 급유파트와 배유파트로 구성된다. 급유파트는 시험자가 원하는 목표 급유량을 입력하여 명령을 내리면 솔레노이드 밸브 제어를 통해 급유가 시작된다. 급유 시 컴퓨터로 유량계 센서에서 수신한 펄스 신호를 통해 급유량을 계산한다. 계산된 급유량이 입력 급유량과 같아지면 솔레노이드 밸브가 닫히며 급유가 종료된다.

급유파트에 3L 급유명령을 입력 후 실험을 통해 보조연료탱크로 급유된 연료량과 급유 명령의 오차를 확인하였다. Figure 8은 27회씩 두 번 실험한 결과이며 최대 0.11L의 오차가 발생하였다.

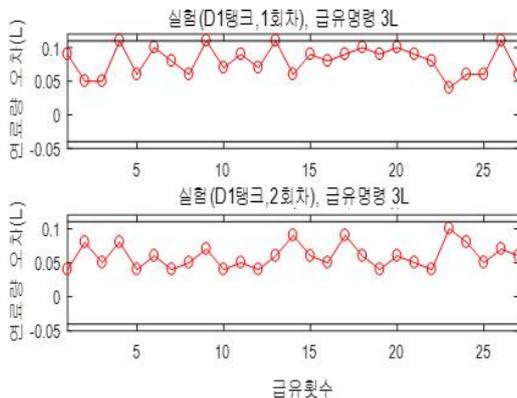


Fig 8. Error of Fueling equipment

배유파트는 릴레이 모듈로 솔레노이드 밸브를 제어하며 보조연료탱크 안의 연료를 배유탱크로 배유할 수 있도록 구성하였다.

### 2.1.3 데이터 수집 장치

데이터 수집 장치는 데이터를 저장하는 컴퓨터와 데이터를 수집하는 DAQ 보드와 PCI 카드

로 구성된다. DAQ보드는 연료 센서, 자세모사 장치의 엔코더, 유량계에 연결하였다. 보조연료 탱크의 연료량을 측정하기 위해 Fig. 9와 같이 KC-100 항공기에서 사용되는 캐패시턴스 타입 연료센서 P-300C를 장착하였다.



Fig 9. P-300C Fuel sensor

데이터 수집장치를 통해 보조연료탱크의 연료량에 대한 연료센서의 출력값을 수집하였다. 자세모사장치에 설치된 톨, 피치 엔코더로부터 출력되는 12비트 신호를 수집하였으며 유량계를 통해 보조연료탱크로 급유된 연료량의 카운트 신호를 수집하였다. 수집된 카운트 신호를 통해 급유된 연료량을 계산하였다. 데이터 수집 장치로부터 수집된 연료센서 측정값, 자세모사장치를 각도, 피치 각도, 계산된 급유량은 컴퓨터로 전송되어 저장된다.

### 2.1.4 자동화 소프트웨어

자동화 소프트웨어의 목적은 모사시험장치를 자동으로 구동시키는 것이며 LabVIEW를 사용하여 제작하였다. 개발된 자동화 소프트웨어는 자세모사장치의 톨, 피치 자세를 구동시키며, 급/배유장치를 통하여 보조연료탱크에 원하는 연료량을 급유하고 데이터 수집장치를 통해 데이터를 수집하고 저장한다. 급유과정 자동화로 시험자가 연료에 노출되지 않도록 하여 지속적인 실험 시 인체에 유해한 문제를 최소화하였다. 자동화 소프트웨어 제작을 통해 기존 수동으로 조작하여 데이터수집 실험을 했을 경우보다 약 1/4로 실험시간을 단축시킬 수 있었다.

Figure 10은 제작된 자동화 소프트웨어의 Graphic User Interface(GUI)이다. GUI를 통해 실시간으로 급유되는 연료량을 확인할 수 있으며, 자세모사장치의 현재 톨, 피치 각을 확인할 수 있다. 또한 보조연료탱크에 급유된 총 연료량을 확인할 수 있다.

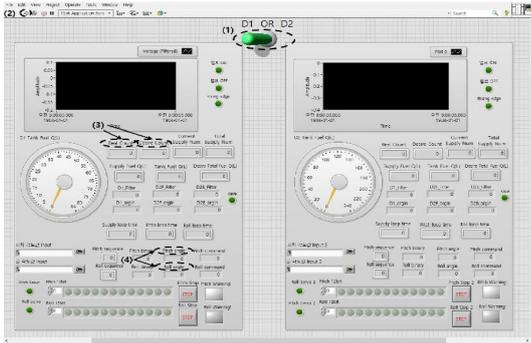


Fig 10. Automation software GUI

## 2.2 데이터 수집

### 2.2.1 데이터 수집 실험

개발된 모사시험장치를 통해 데이터 수집 실험을 진행하였다. 실험조건으로 구동범위를 롤 각도  $-2^{\circ}\sim 2^{\circ}$ , 피치각도  $-3^{\circ}\sim 8^{\circ}$ 로 가정하였다. 데이터 수집 실험의 Flow chart는 Fig. 11과 같다.

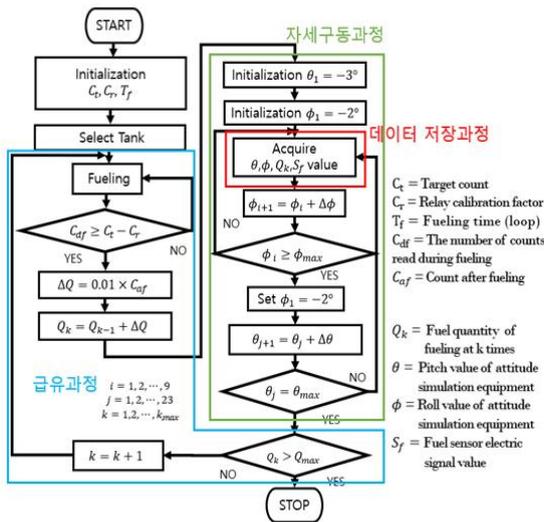


Fig 11. Data acquisition flow chart

데이터 수집 실험은 급유과정, 자세구동과정, 데이터 저장과정으로 구성된다. 실험을 진행하기 전 시험자는 제작된 소프트웨어에 목표 급유량과 급유 시간(loop time), 릴레이 계수의 초기값을 입력한다. 초기값 설정이 완료되면 첫 번째 단계인 급유과정이 시작된다. Table 2은 급유과정 진행 순서를 나타낸다.

Table 2. Fueling process

과정	세부내용
급유 시작	급유 솔레노이드 밸브 On
펄스 신호 개수 비교	$C_{df} < C_t - C_r$ : 급유 지속 $C_{df} \geq C_t - C_r$ : 급유 종료 ( $C_{df}$ = 급유 중 카운트되는 펄스 신호 개수, $C_t$ = 목표 신호 개수)
급유량 계산	$\Delta Q = C_e \times C_{af}$ ( $\Delta Q$ = 계산된 급유량, $C_e$ = 리터(L)/카운트 계수 $C_{af}$ = 최종 카운트된 신호 개수)
총 급유량 계산	$Q_k = Q_{k-1} + \Delta Q$
급유 종료	급유 솔레노이드 밸브 Off 후 급유 종료 신호를 자세모사장치로 송신

급유과정이 종료되면 자세구동과정이 실행되며, 자세구동과정이 진행되는 중간에 데이터 저장과정이 진행된다. 진행 순서는 Table 3과 같다.

Table 3. Attitude simulation process

과정	세부내용
초기각도로 자세 변환	급유종료 신호 수신 후 초기각도로 자세모사장치의 자세각 변환 D1 탱크 : Roll $-2^{\circ}$ , Pitch $-3^{\circ}$ D2 탱크 : Roll $-2^{\circ}$ , Pitch $8^{\circ}$
데이터 저장	자세모사장치의 각도값, 유량계 측정 급유량, 연료량 센서 데이터 수집 및 저장
Roll 각도 변환	Roll 각도를 $2^{\circ}$ 까지 $0.5^{\circ}$ 씩 증가시키며 데이터 저장과정 반복, $2^{\circ}$ 데이터 수집 후 초기각도로 자세 변환
Pitch 각도 변환	피치각도를 증가/감소시키며 데이터 수집 및 Roll각도 변환 과정을 반복, D1/D2 탱크 실험 시 각각 $8^{\circ}$ , $-3^{\circ}$ 데이터 수집 후 초기각도로 자세 변환 D1 탱크 : $8^{\circ}$ 까지 $0.5^{\circ}$ 씩 증가 D2 탱크 : $-3^{\circ}$ 까지 $0.5^{\circ}$ 씩 감소

과정	세 부 내 용
총 급유량 비교	급유된 총 연료량( $Q_k$ )과 초기 입력값인 최대 총 급유량( $Q_{MAX}$ )을 비교 $Q_k < Q_{MAX}$ : K= K+1를 한 후 급유과정절차로 되돌아감 $Q_k \geq Q_{MAX}$ : 장치 종료

### 2.2.2 데이터 수집 결과

데이터 수집 실험을 통해 연료량측정시스템 개발에 필요한 데이터를 수집하였다. 롤 각도 9 포인트, 피치 각도 23 포인트, 연료량 27포인트에서 데이터를 수집하여 총 5589개의 데이터를 수집하였다.[5] Figure 12는 데이터 수집 실험을 통해 수집된 연료량별 롤, 피치 각도에 따른 연료센서의 출력값을 보여준다. 선형보간법을 사용한 연료량측정시스템을 개발하였을 때 수동으로 동일한 개수의 데이터를 수집할 경우 4주의 기간이 소요되었다.[6] 그러나 회귀법을 사용한 연료량측정시스템을 개발하였을 때는 자동화 소프트웨어를 사용하여 1주만에 데이터 수집을 완료하였다.

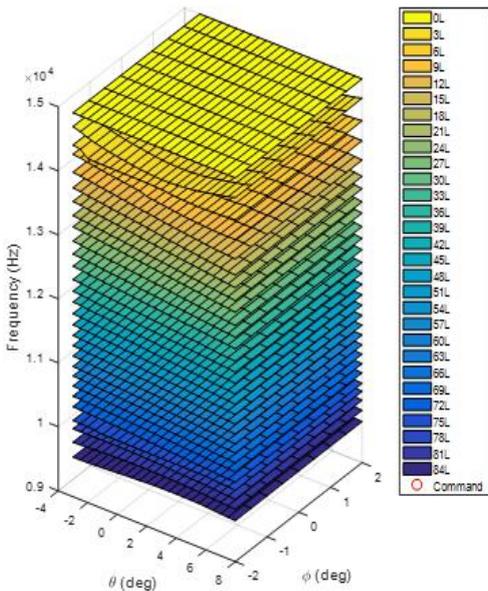


Fig 12. Result of data acquisition

### 2.3 연료량측정시스템 검증

개발된 연료량측정시스템을 검증하기 위해서 모사시험장치를 사용하였다. 먼저 검증에 사용할 데이터를 수집하였다. 보조연료탱크에 연료량을 5L, 15L, 25L, 35L, 45L, 55L, 65L, 75L 급유 하였을 때 무작위로 롤 피치 각도를 변화시키면서 검증 데이터를 수집하였다. 수집한 데이터를 연료량측정시스템에 대입하여 계산된 연료량과 실제 보조연료탱크 연료량의 오차를 확인하였다. Figure 13은 실제 보조연료탱크의 연료량이 35L일 때 수집한 검증데이터를 사용하여 선형보간법으로 계산한 연료량측정시스템의 검증결과 그래프이다. 실제 보조연료탱크의 연료량이 55L일 때 수집한 검증데이터를 사용하여 회귀법으로 계산한 연료량측정시스템 검증결과 그래프는 Fig. 14와 같다. 검증 결과, 오차는 민간에서 사용하고 있는 TSO-C55 문서의 요구조건인 Full scale(84L)의 ±3% 기준을 만족하였다. [7]

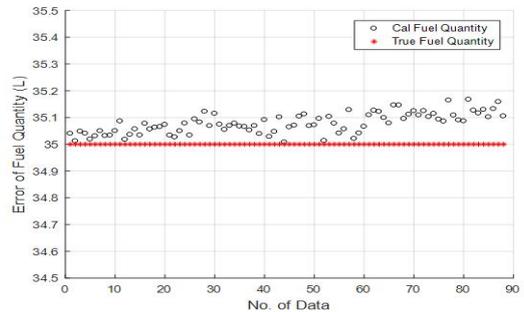


Fig 13. Result of verification(using interpolation)

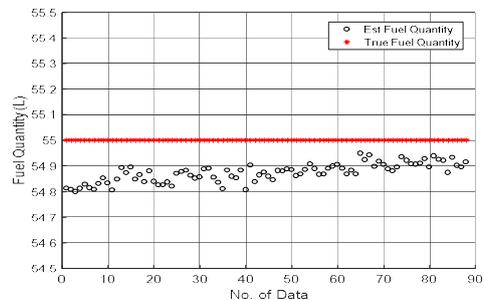


Fig 14. Result of verification(using regression)

### III. 결 론

본 논문에서는 초음속항공기 보조연료탱크 연료량측정시스템 개발용 모사시험장치를 개발하였다. 모사시험장치는 자세모사장치를 통해 롤 각도  $-15^{\circ}\sim 15^{\circ}$ , 피치각도  $-15^{\circ}\sim 15^{\circ}$  구동이 가능하며 급/배유장치로 보조연료탱크에 연료를 급유하고 배유하는 것이 가능하다. 또한 데이터 수집 장치로 연료센서 출력값, 자세모사장치의 롤각, 피치각과 보조연료탱크로 급유된 연료량 데이터들을 수집한다. 모사시험장치의 구동과 데이터 수집이 가능한 자동화소프트웨어를 제작하여 기존 수동으로 데이터를 받을 경우 4주의 시간이 소요되는 데이터 수집기간을 1주로 단축하였다. 급유과정 자동화로 시험자가 연료에 노출되지 않으므로 인체에 연료의 독성물질이 미치는 영향을 최소화하였다. 개발된 연료량측정시스템의 정확도를 모사시험장치로 검증하였다. 초음속항공기 보조연료탱크의 연료량측정시스템 개발 연구에 모사시험장치를 성공적으로 활용하였다.

### 후 기

본 논문은 산업통상자원부(한국산업기술평가관리원) 산업기술혁신사업(항공우주부품기술개발사업)의 지원을 받아 수행된 “초음속항공기 리셉터를 형태 공중급유시스템 개발(10059056)” 과제의 결과물이며 지원에 감사드립니다.

### Reference

- [1] Jung, J. H, Lee, S. C, Choi, S. G, Park, K. K, Choi, H. J, Bae, K. H, Kim, Y. J, Cho, J. W, “Integrated Fuel system Test Equipment for UAV”, KSAS Fall Conference, 11 ,2011, pp.1604~1607.
- [2] Jung, J. H, Lee, S. C, Park, K. K, Choi, H. J, Bae, K. H, Kim, Y. J, Cho, J. W, “Development of Aircraft Attitude Simulator for MUAV Fuel System”, KSAS Fall Conference, 04 ,2012, pp.735~738.
- [3] Lee, S. C, Jung, J. H, Choi, H. J, Bae, K. H, Cha, S. Y, Lee C. H, “Design and Manufacture of Fuel System and Ground Test Rig for Smart UAV”, KSAS Fall Conference, 11, 2007, pp.1395~1398
- [4] Kim, B. G, Yang, J. M, Lee, S. C, “Design of Fuel Quantity Measurement System Simulation Test for Supersonic Jet Trainer’s Supplementary Fuel Tank”, KSAS Fall Conference, 11 ,2016, pp.853~854.
- [5] Yang, J. M, “Development of Fuel Quantity Measurement System for Aircraft Conformal Fuel Tank Using Capacitive Level Sensor”, Master Dissertation, Korea Aerospace University, 2017
- [6] Chapra, Steven C., and Raymond P. Canale. Numerical methods for engineers. Vol. 2. New York: McGraw-Hill, 1998.
- [7] TSO-C55 Fuel and Oil Quantity Instruments.